

VYSOKÁ ŠKOLA BÁŇSKÁ – TECHNICKÁ UNIVERZITA OSTRAVA

FAKULTA METALURGIE A MATERIÁLOVÉHO INŽENÝRSTVÍ

Katedra neželezných kovů, rafinace a recyklace

Bakalářská práce

Nové kompozitní materiály pro letecký průmysl

New composite materials for aircraft industry

VŠB - Technická univerzita Ostrava
Fakulta metalurgie a materiálového inženýrství
Katedra neželezných kovů, rafinace a recyklace

Zadání bakalářské práce

Student: **Miroslav Kaňok**
Studijní program: B3923 Materiálové inženýrství
Studijní obor: 3911R029 Neželezné kovy a speciální slitiny
Téma: **Nové kompozitní materiály pro letecký průmysl**
New composite materials for aircraft industry

Zásady pro vypracování:

1. Úvod
2. Literární rešerše
 - stručný přehled kompozitních materiálů aplikovaných v leteckém průmyslu
 - rozbor problematiky kompozitních materiálů v Airbus 380 se zaměřením na materiál GLARE
 - charakteristiky, vlastnosti, výroba, výhody a omezení při použití kompozitních materiálů
3. Závěr, perspektivy
4. Použité symboly, zkratky, veličiny a jednotky
5. Literatura

Seznam doporučené odborné literatury:

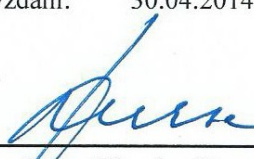
1. ASM Handbook, Volume 21, Composites. 2001 by ASM International. ISBN 0-87170-703-9
2. Chawla N., Chawla K.K. Metal Matrix Composites. Springer Science+Business Media, Inc., 2006, 399 s. ISBN 10 0-387-233306-7
3. Tong L., Mouritz A.P., Bannister M.K. 3D Fibre Reinforced Polymer Composites. Elsevier Science Ltd. 2002 ISBN 0-08-043938-1
4. Advances in the bonded composite repair of metallic aircraft structure, Vol.1. Editors Baker A.A., Rose L.R.F., Jones R. Elsevier Science Ltd. 2002, 530 s. ISBN: 0-08-042699-9
5. Odborné publikace v časopisech Composites, Composites Science and Technology, Advanced Materials and Processes, Progress in Material Science, aj.

Formální náležitosti a rozsah bakalářské práce stanoví pokyny pro vypracování zveřejněné na webových stránkách fakulty.

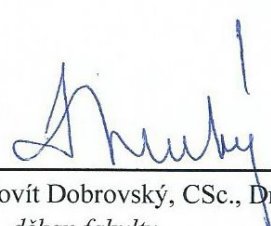
Vedoucí bakalářské práce: **doc. Dr. Ing. Monika Losertová**

Datum zadání: 29.11.2013

Datum odevzdání: 30.04.2014


prof. Ing. Miroslav Kursá, CSc.
vedoucí katedry




prof. Ing. Ludovít Dobrovský, CSc., Dr.h.c.
děkan fakulty

Zásady pro vypracování bakalářské práce

I.

Bakalářskou prací (dále jen BP) se ověřují vědomosti a dovednosti, které student získal během studia, a jeho schopnosti využívat je při řešení teoretických i praktických problémů.

II.

Uspořádání bakalářské práce:

- | | |
|--|------------------------------|
| 1. Titulní list | 6. Obsah BP |
| 2. Originál zadání BP | 7. Textová část BP |
| 3. Zásady pro vypracování BP | 8. Seznam použité literatury |
| 4. Prohlášení + místopřísežné prohlášení | 9. Přílohy |
| 5. Abstrakt + klíčová slova česky a anglicky | |

ad 1) Titulní list je koncipován podle požadavků příslušné oborové katedry. Měl by korespondovat s podobou vnějších desek (viz část III) doplněnou o název práce, umístěný nad spojením *BAKALÁŘSKÁ PRÁCE*.

ad 2) Originál zadání BP obdrží student na oborové katedře.

ad 3) Tyto „Zásady pro vypracování bakalářské práce“ následují za originálem zadání BP. („Zásady pro vypracování bakalářské práce“ jsou ke stažení na webových stránkách fakulty).

ad 4) Prohlášení + místopřísežné prohlášení je napsané na zvláštním listu (ke stažení na webových stránkách fakulty) a je vlastnoručně podepsané studentem s uvedením data odevzdání BP. V případě, že BP vychází ze spolupráce s jinými právníckými a fyzickými osobami a obsahuje citlivé údaje, je na zvláštním listu vloženo prohlášení spolupracující právnícké nebo fyzické osoby o souhlasu se zveřejněním BP.

ad 5) Abstrakt a klíčová slova jsou uvedena na zvláštním listu česky a anglicky v rozsahu max. jedné strany pro obě jazykové verze.

ad 6) Obsah BP se uvádí na zvláštním listu. Zahrnuje názvy všech číslovaných kapitol, podkapitol a statí textové části BP, odkaz na seznam příloh a seznam použité literatury, s uvedením příslušné stránky. Předpokládá se desetinné číslování.

ad 7) Textová část BP obvykle zahrnuje:

- Úvod, obsahující charakteristiku řešeného problému a cíle jeho řešení v souladu se zadáním BP;
- Vlastní rozpracování BP (včetně obrázků, tabulek, výpočtů) s dílčími závěry, vhodně členěné do kapitol a podkapitol podle povahy problému;
- Závěr, obsahující celkové hodnocení výsledků BP z hlediska stanoveného zadání.

BP nemusí obsahovat experimentální (aplikační) část.

BP bude zpracována v rozsahu min. 25 stran (včetně obsahu a seznamu použité literatury).

Text musí být napsán vhodným textovým editorem počítače po jedné straně bílého nelesklého papíru formátu A4 při respektování následující **doporučené** úpravy - písmo Times New Roman (nebo podobné) 12b; řádkování 1,5; okraje – horní, dolní – 2,5 cm, levý

– 3 cm, pravý 2 cm. Fotografie, schémata, obrázky, tabulky musí být očíslovány a musí na ně být v textu poukázáno. Budou zařazeny průběžně v textu, pouze je-li to nezbytně nutné, jako přílohy (viz ad 9).

Odborná terminologie práce musí odpovídat platným normám. Všechny výpočty musí být přehledně uspořádány tak, aby každý odborník byl schopen přezkoušet jejich správnost.

U vzorců, údajů a hodnot převzatých z odborné literatury nebo z praxe musí být uveden jejich pramen - u literatury citován číselným odkazem (v hranatých závorkách) na seznam použité literatury.

Nedostatky ve způsobu vyjadřování, nedostatky gramatické, neopravené chyby v textu mohou snížit klasifikaci práce.

ad 8) BP bude obsahovat alespoň 10 literárních odkazů, z toho nejméně 3 v některém ze světových jazyků.

Seznam použité literatury se píše na zvláštním listu. **Citaci literatury je nutno uvádět důsledně v souladu s ČSN ISO 690.** Na práce uvedené v seznamu použité literatury musí být uveden odkaz v textu BP.

ad 9) Přílohy budou obsahovat jen ty části (speciální výpočty, zdrojové texty programů aj.), které nelze vhodně včlenit do vlastní textové části, např. z důvodu ztráty srozumitelnosti.

III.

Bakalářskou práci student odevzdá ve dvou knihařsky svázaných vyhotoveních, pokud katedra garantující studijní obor neurčí jiný počet. Vnější desky budou označeny takto:

nahoře: *Vysoká škola báňská - Technická univerzita Ostrava*
Fakulta metalurgie a materiálového inženýrství
Katedra

uprostřed: *BAKALÁŘSKÁ PRÁCE*

dole: *Rok* *Jméno a příjmení*

Kromě těchto dvou knihařsky svázaných výtisků odevzdá student kompletní práci také v elektronické formě do IS EDISON. Práce vložená v elektronické formě do IS EDISON se musí zcela shodovat s prací odevzdanou v tištěné formě.

IV.

Tyto zásady jsou závazné pro studenty všech studijních programů a forem bakalářského studia fakulty metalurgie a materiálového inženýrství Vysoké školy báňské – Technické univerzity Ostrava od akademického roku 2013/2014. Nesplnění výše uvedených zásad pro vypracování bakalářské práce může být důvodem nepřijetí práce k obhajobě. O nepřijetí práce k obhajobě rozhoduje v tomto případě garant příslušného studijního oboru.

Ostrava 22. 11. 2013

Prof. Ing. Eudovít Dobrovský, CSc., Dr.h.c.
děkan fakulty metalurgie a materiálového inženýrství
VŠB-TU Ostrava

PROHLÁŠENÍ

Prohlašuji, že

- jsem byl(a) seznámen(a) s tím, že na moji bakalářskou práci se plně vztahuje zákon č. 121/2000 Sb. - autorský zákon, zejména §35 - užití díla v rámci občanských a náboženských obřadů, v rámci školních představení a užití díla školního (§60 - školní dílo);
- беру на вѣдомі, že Vysoká škola báňská - Technická univerzita Ostrava (dále jen VŠB - TUO) má právo nevýdělečně ke své vnitřní potřebě bakalářskou práci užít (§35 odst. 3);
- souhlasím s tím, že bakalářská práce bude archivována v elektronické formě v databázi Ústřední knihovny VŠB - TUO a jeden výtisk bude uložen u vedoucího bakalářské práce. Souhlasím s tím, že údaje o bakalářské práci budou zveřejněny v informačním systému VŠB-TUO;
- bylo sjednáno, že s VŠB - TUO, v případě zájmu z její strany, uzavřu licenční smlouvu s oprávněním užít dílo v rozsahu §12 odst. 4 autorského zákona;
- bylo sjednáno, že užít své dílo - bakalářskou práci nebo poskytnout licenci k jejímu využití mohu jen se souhlasem VŠB - TUO, která je oprávněna v takovém případě ode mne požadovat přiměřený příspěvek na úhradu nákladů, které byly VŠB - TUO na vytvoření díla vynaloženy (až do jejich skutečné výše);
- беру на вѣдомі, že odevzdáním své bakalářské práce souhlasím s jejím zveřejněním podle zákona č. 111/1998Sb., o vysokých školách a o změně a doplnění dalších zákonů (Zákon o vysokých školách) bez ohledu na výsledek její obhajoby.

Místopřísežně prohlašuji, že jsem celou bakalářskou práci vypracoval(a) samostatně.

V Ostravě 30.4. 2014

.....
podpis (jméno a příjmení studenta)

Poděkování

V úvodu bakalářské práce bych chtěl poděkovat paní doc. Dr. Ing. Monice Losertové za poskytnuté rady a za celkové odborné vedení při tvorbě této bakalářské práce.

Abstrakt

Bakalářská práce je odbornou rešerší, popisující náročnost letecké dopravy, počátky prvních používaných materiálů v letectví a vlastnosti významných kovových materiálů. Cílem zpracování jsou nejnovější kompozitní materiály používané v současných dopravních letadlech. Kompozitnímu materiálu GLARE je věnována největší pozornost včetně popisu výroby tohoto kompozitu. Vlastnosti kompozitních materiálů jsou porovnány s konstrukčními materiály. Část práce se soustřeďuje na únavové poškození kovových materiálů a kompozitních materiálů. Závěr práce je náhledem blízkého vývoje progresivních konstrukčních materiálů.

Klíčová slova

Kompozitní materiál; GLARE; ARALL; únavové porušení; mechanické vlastnosti; výroba kompozitu

Abstract

The Bachelor's compilation thesis describes the complexity of aircraft transport; the first structural materials used in aircraft industry and the mechanical properties of the main metal materials. The main goal of the work is the overview of the latest composite materials used in the modern commercial aircraft. The special focus is given to the GLARE composite material, including a description of its production process. The properties of composite materials are compared with the characteristics of structural materials. The part of the thesis deals with fatigue damage of metal and composite materials. In the conclusion, the future development of progressive structural materials is outlined.

Key words

Composite material; GLARE; ARALL; fatigue damage; mechanical properties; manufacturing process of composites

Obsah

1. Úvod	8
2. Požadavky letecké dopravy	9
3. Materiály v letectví	10
3.1 Přehled materiálů	10
3.1.1 První materiály – dřevo a látka	10
3.1.2 Kov jako konstrukční materiál	10
3.1.3 Keramické izolační materiály	12
3.1.4 Polymethylmethakrylát	12
3.1.5 Lamináty	12
3.2 Únava kovových materiálů	13
4. Kompozitní materiály	15
4.1 Kompozitní materiály v letectví	17
4.1.1 Vlastnosti materiálů GLARE	24
4.1.2 Postup výroby GLARE dílů	27
4.2 Mechanismy porušení	28
4.2.1 Vláknové kompozity	28
4.2.2 Sendvičové vláknové kompozity	30
4.3 Nárazové namáhání sendvičových kompozitů	33
5. Porovnání vlastností konstrukčních materiálů	34
6. Závěr	37
7. Seznam použité literatury	38

1. Úvod

V současnosti je rozvoj dopravy a logistiky důležitým prvkem celosvětového pokroku. Zároveň se vzrůstajícím důrazem na rychlost, nízké náklady, snižování spotřeby a zvyšování bezpečnosti, vzrůstá i důležitost moderních materiálů využívaných zejména v letectví.

Bakalářská práce se proto soustřeďuje na rozbor používaných konstrukčních materiálů v letectví od jeho počátků, až k nejmodernějším materiálům používaným v současných dopravních letadlech. Problematika kompozitních materiálů je blíže rozebrána na příkladech materiálů GLARE a ARALL.

Jako příklad použití kompozitů bylo zvoleno v současnosti patrně nejprogresivnější dopravní letadlo Boeing 787 Dreamliner, na jehož příkladu je popsáno použití různých kompozitních materiálů a odhadnuta návratnost pro investici do sice dražších, ale v dlouhodobém provozování výhodnějších konstrukčních materiálů.

Práce vychází z běžně dostupných studií a komerčních materiálů, jejichž shrnutím a zpracováním bylo možné získat velice zajímavý náhled na současný stav a přibližnou představu o blízké budoucnosti na základě informací o existujících a vyvíjených materiálech.

Bakalářská práce byla řešena v rámci projektu No. CZ.1.05/2.1.00/01.0040 „Regionální materiálově technologické výzkumné centrum“ operačního programu VaVpI, projektu č. LO1203 „Regionální materiálově technologické výzkumné centrum“ a Projektu SGS číslo SV6064441/2101.

2. Požadavky letecké dopravy

Letecká doprava je druhým nejmladším druhem dopravy, po dopravě orbitální a meziplanetární. V porovnání s ostatními druhy dopravy je nejbezpečnější, rychlá a přitom pohodlná. Pro turistiku a některé druhy zboží je, díky své rychlosti, jen obtížně nahraditelná. Energetická náročnost letecké dopravy je nejvyšší (tab. 1):

Tab. 1: Energetické náročnosti jednotlivých druhů přeprav [1, 2]

Druh přepravy	Energetická náročnost (MJ/tisíc tunokilometrů)
Vodní	312
Železniční	758
Silniční	1 263
Letecká	78 780

Základními požadavky na materiály používané v letectví, vzhledem k vysoké energetické náročnosti, je nízká hmotnost při vysoké pevnosti a odolnosti na namáhání. Extrémně důležitá je i odolnost vůči atmosférickým podmínkám. Těmi jsou déšť, námraza, tepelné namáhání, atmosférické výboje, kroupy, ptáci.

3. Materiály v letectví

3.1 Přehled materiálů

3.1.1 První materiály – dřevo a látka

Na první letadlo bratří Wrightů (v roce 1903) bylo jako základ použito pevné a přitom lehké smrkové a jasanové dřevo a jako potah mušelín s obchodním názvem The Pride of the West (Pýcha západu) [3]. I dvě použité vrtule byly vyrobeny se dřeva stříbrného smrku (dvě, později tři lepené desky).

Dalšími doplňujícími materiály byla ocelová lanka a spojky, hliníkové plechy a hliníkový benzínový čtyřválec o síle dvanácti koní [4].

V průběhu 1. světové války nadále převažovaly jen mírně vylepšené materiály, které se osvědčily již při prvním letu. Bylo to například jasanové dřevo ohýbané v páře, smrkové dřevo pokryté vrstvou hliníkového prášku, lakovaná látka jako potah křídel a trupu. Pomalu se ale začínala prosazovat náhrada méně spolehlivých dřevěných a plátěných dílů lehkými kovy.

3.1.2 Kov jako konstrukční materiál

První letuschopné celokovové letadlo byl Junkers J 1, na který byly použity plechy z transformátorové oceli. Jeho následovník Junkers J 2 již nahrazoval příliš těžkou ocel duralovými plechy pokrývajícím trup a Junkers J 3 pokračoval v tomto trendu duralovým plechem pokrývajícím i křídla a drakem letadla tvořeným konstrukcí z hliníkových trubek.

Tento koncept zůstal sice u Junkers J 3 jen v návrhu, nicméně výrazně předběhl svou dobu[5].

V roce 1936 Japonci vyvinuli **slitinu hliníku 7075** (používanou dodnes). Tato slitina obsahuje 90 % hliníku, 6 % zinku, 2,5 % hořčíku a 1,5 % mědi a méně než 0,5 % křemíku, železa, manganu, titanu a chromu [6]. Od roku 1940 tuto slitinu využívali při výrobě letadel, z nichž nejslavnější zástupce byl Mitsubishi A6M Zero. U Mitsubishi A6M Zero tvořila slitina 7075 většinu hmotnosti letounu, přestože byla náchylnější ke korozi a měla tendenci se více lámat, než dříve používané hliníkové slitiny.

Rychlost zvuku poprvé překonal 14. října 1947 pilot Charles “Chuck” Yeager na pokusném raketovém letadle Bell X-1, které bylo k tomuto účelu zkonstruováno. Tento stroj byl vyroben z plechů z hliníkové slitiny, tvořících samonosnou konstrukci (**aluminium stressed skin**) [7].

Slitiny hliníku dominovaly mezi konstrukčními materiály 70. let a teprve v současnosti jsou nahrazovány kompozity. Hlavním požadavkem na konstrukční materiály je nízká měrná hmotnost při zachované odolnosti proti únavě.

Při výzkumu pro vojenské aplikace a kosmonautiku se nízké hmotnosti podařilo dosáhnout příměsí lithia. Komerční **slitina hliník-lithium** obsahuje 2,45% lithia, přičemž každé procento lithia snižuje hmotnost výsledné slitiny o 3% a zvyšuje pevnost o 5%. Tato slitina nachází uplatnění u primárních konstrukcí letadel pro nosné konstrukce, které jsou výrazně mechanicky nebo tepelně zatížené. Problémem Al-Li slitin je možnost koroze a stárnutí. Nevýhodou je rovněž obtížná výroba a zpracování, a proto i vysoká cena.

Další významnou slitinou je **hliník-skandium** s malým množstvím zirkonia. Skandium společně s malým množstvím zirkonia výrazně zvyšuje u hliníkových slitin jejich pevnost, odolnost proti tvorbě trhlin za zvýšených teplot a odolnost proti korozi. Přídavek skandia nezvyšuje nijak výrazně výrobní náklady. Slitiny Al-Sc, stejně jako Al-Li jsou použity například v MIG 29 nebo v řízených střelách [8].

Koncem 50. let minulého století se pro výrobu extrémně namáhaných částí turbín a turbodmychadel začínají používat legované materiály na základě Fe, Ni nebo Co. Pro tyto materiály se vžilo označení **Superslitiny**.

Vyznačují se:

- odolností proti mechanickému namáhání za vysokých teplot;
- odolností proti korozním účinkům pracovního média;
- mají výhodné technologické vlastnosti.

V Československu se výrobou leteckých turbín s využitím speciálních Superslitin zabýval MOTORLET [9]. V současné České republice se výrobou leteckých motorů a dílu zabývá GE Aviation Czech a Walter Medica [10]. Strojírenská společnost Honeywell Aerospace vyrábí statické plechové a žárové díly leteckých turbínových motorů z nerezavějící oceli, speciálních hliníkových, niklových, kobaltových a titanových slitin [11].

U vysoce tepelně namáhaných dílů se využívá při konstrukci letadel také **titan**. Uplatňuje se pro náběžné hrany, potahy křídel, nádrže a lopatky turbín. Vyššímu využití brání vysoká cena a složitá technologie výroby[12]. Z titanu bylo vyrobeno i několik TU-144, ale přestože SSSR byl ve výrobě titanu na špici (výroba raket a ponorek pro válečné účely), nevycházela ekonomika provozu dobře a výroba se vrátila zpět k duralu, který byl od počátku používán i na Concorde.

3.1.3 Keramické izolační materiály

Při zajišťování bezpečného návratu raketoplánu vyvstala potřeba vypořádat se s extrémně vysokými teplotami vznikajícími třením v atmosféře. Byly vyvinuty izolační destičky pro různé části povrchu.

Na nos raketoplánu a náběžné hrany byl použit kompozit tvořený uhlíkovými vlákny v uhlíkové matici RCC (Reinforced Carbon-Carbon). Tohoto materiálu je použito v místech, kde je raketoplán vystaven teplotám až 1600 °C.

Na spodní část trupu a křídel byly použity destičky z vícenásobně použitelné izolace na bázi křemene HRSI (High-temperature Reusable Surface Insulation) pro teploty 700-1300°C. Na méně namáhané části byly použity destičky z vícenásobně použitelné izolace na bázi křemene LRSI (Low-temperature Reusable Surface Insulation) pro oblasti s teplotami 400-700 °C. Základní složkou HRSI a LRSI jsou vlákna velmi čistého křemene spékáním spojená křemennou keramikou. Materiál je velmi pórovitý, s nízkou hustotou (144 kg/m³) a křehký [13].

3.1.4 Polymethylmethakrylát

Během 2. světové války se v letectví začíná používat polymethylmethakrylát, známý pod průmyslovými názvy Plexiglas, Acrylon, Lucite nebo Plexisklo. Plexisklo se nejdříve používalo na střelecké věže. Plexisklo je hydrofobní, takže viditelnost není omezena deštěm ani zamlžováním. Později se začalo používat i na okna a kokpity většiny letadel. Jeho výhodou je dobrá tvarovatelnost, nízká hmotnost a odolnost.

3.1.5 Lamináty

Laminát ze skelných vláken se začal používat v roce 1943 na konstrukci pilotních kabin, později i na menší díly jako jsou sedadla a kryty kol. Po roce 1968 se začíná prosazovat

náhrada skelného vlákna vláknem uhlíkovým. **Laminát s uhlíkovými vlákny** má vyšší pevnost při nízké hmotnosti. Uhlíkový laminát nahrazuje na vhodných místech konstrukci z hliníkové slitiny.

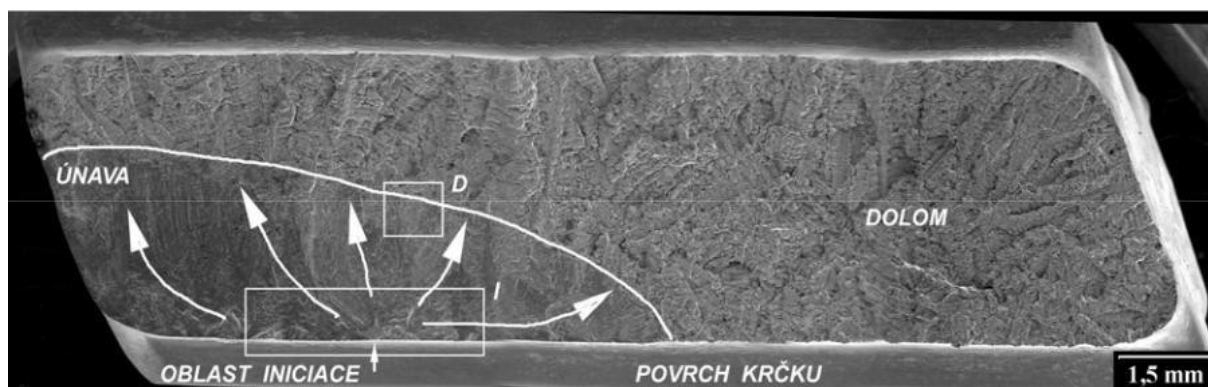
3.2 Únava kovových materiálů

V šedesátých letech minulého století se odehrálo několik leteckých havárií, u nichž bylo vyšetřováním zjištěno, že příčinou byla únava materiálu, tedy únavový lom.

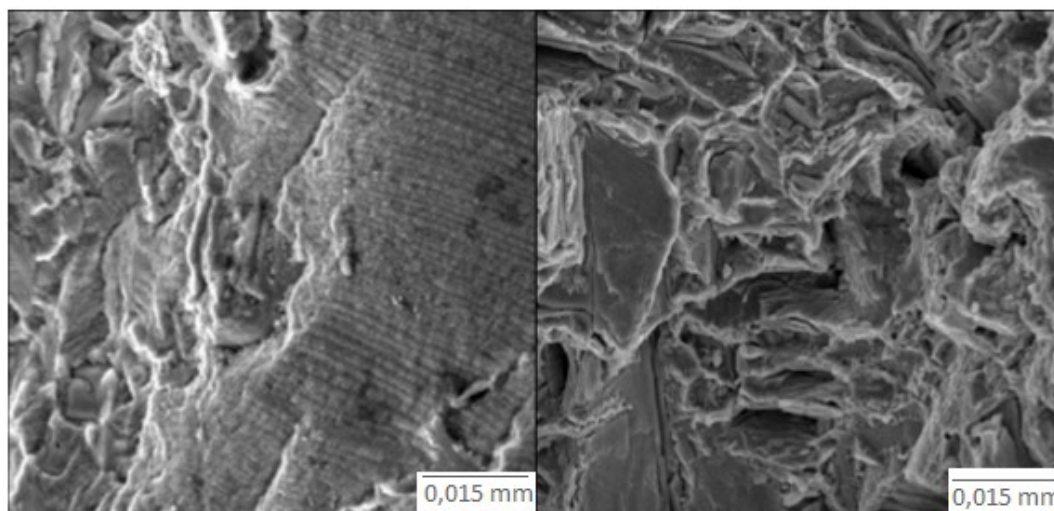
Únavový lom je konečná fáze růstu únavové trhliny, která vzniká při cyklickém namáhání materiálu [14]. Na lopatce turbíny leteckého motoru lze pozorovat dvě fáze porušení materiálu.

V první fázi dochází k poměrně pomalému rozšiřování únavové trhliny z místa iniciace. Toto rozšiřování je typické striací, což je tvorba periodicky se opakujících žlábků vznikajících plastickou deformací materiálu. Podle vzdálenosti mezi jednotlivými striacemi lze určit rychlost šíření únavového lomu a podle jejich orientace i směr šíření trhliny.

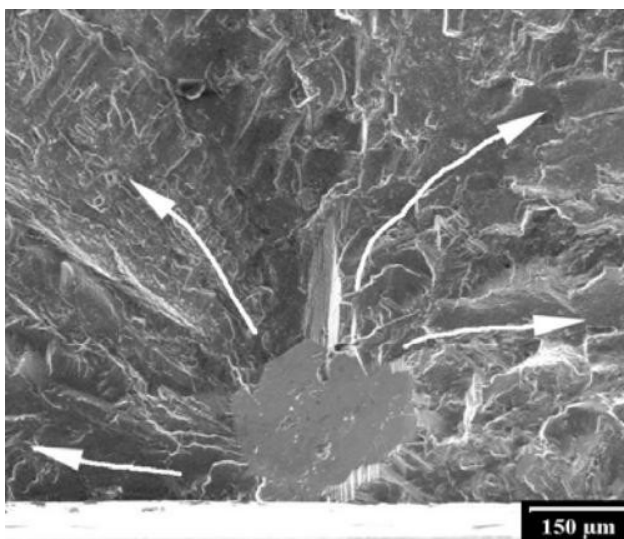
Po rozšíření únavové trhliny na kritickou velikost (ve znázorněném příkladu šlo o cca 30 % průřezu) dochází ke statickému dolomu. Celkový průběh únavového lomu je na následujících třech vyobrazeních (Obr. 2 – Obr. 4):



Obr. 2: Přechod únavové trhliny z oblasti iniciace k dolomu D [14]



Obr. 3: Oblast únavové trhliny s typickou striací/oblast dolomu [14]



Obr. 4: Oblast iniciace s vyznačením směrů šíření únavové trhliny [14]

Únavovému poškození lze předcházet několika způsoby. Prvním způsobem je preventivní indikace únavových trhlin, ať už vizuálně nebo defektoskopicky, určení přípustného poškození, a určení bezpečné životnosti.

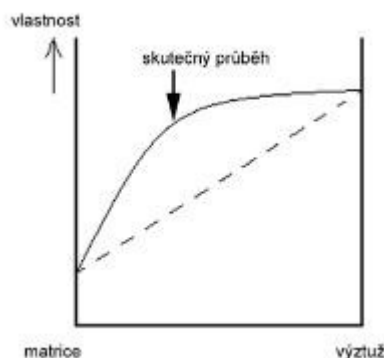
Přesto je riziko rychlé a nekontrolované propagace trhlin při provozu letadel stále přítomné, a proto se výzkum a výroba začaly věnovat pokročilým materiálům, které tato nebezpečí výrazně snižují. Přednostně **kompozitním materiálům** jako je **ARALL**, **GLARE**, **CARALL**, **TiGR** a dalším (kapitola 4).

4. Kompozitní materiály

Kompozitní materiály jsou heterogenní materiály složené ze dvou nebo více fází, které se vzájemně výrazně liší svými mechanickými, fyzikálními a chemickými vlastnostmi.

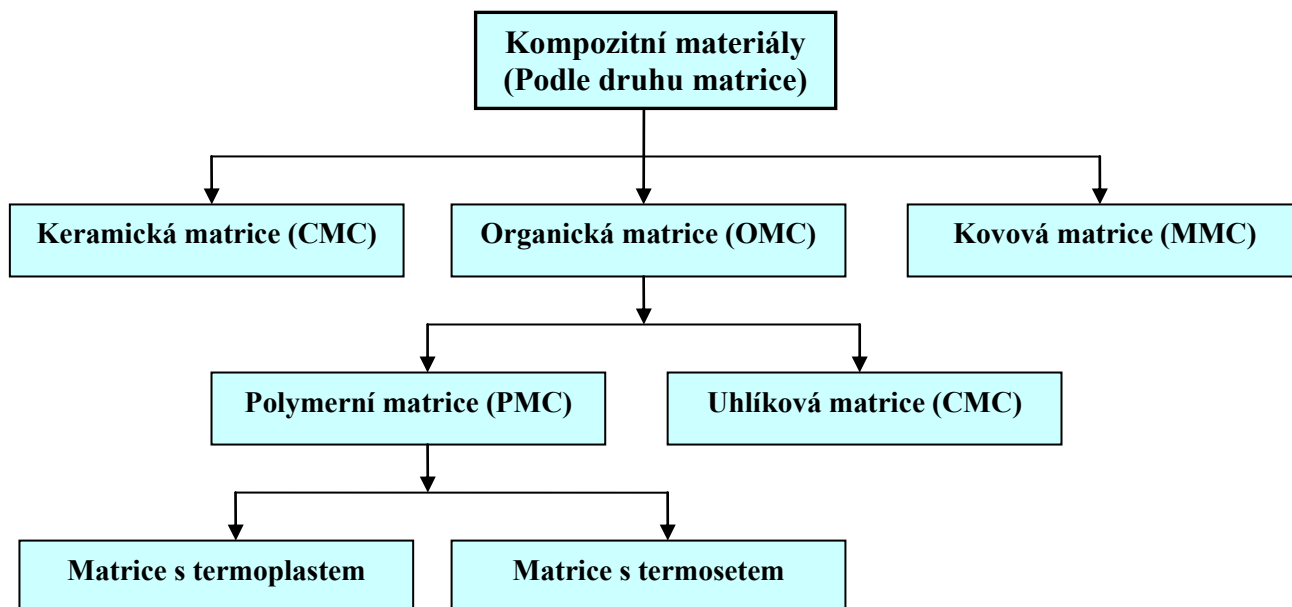
Obvykle je jedna fáze v kompozitu spojitá – matrice, druhá je nespojitá – výztuž. Výztuž má obvykle výrazně vyšší mechanické vlastnosti (modul pružnosti, pevnost, tvrdost) a hlavním cílem vyztužení je tedy zlepšení uvedených vlastností.

Pro kompozitní materiály je charakteristický synergismus, který se projevuje výrazně lepšími vlastnostmi kompozitu, než by odpovídalo pouhému poměrnému sečtení vlastností jednotlivých složek materiálů (Obr. 5). Kompozit tím získává kvalitativně zcela nové vlastnosti [15].



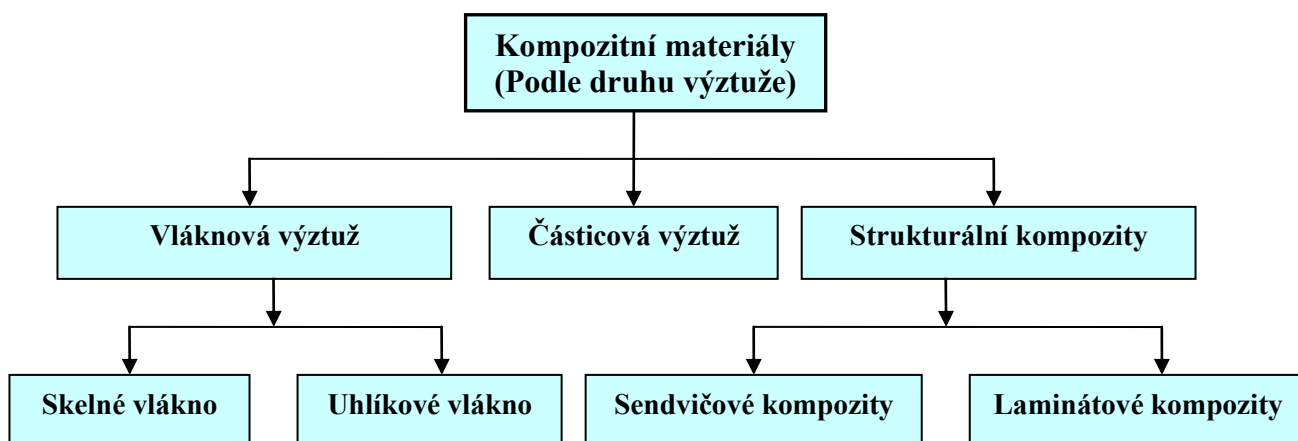
Obr. 5: Synergické chování složek kompozitu[15]

Podle druhu matrice lze kompozity rozdělit podle následujícího diagramu:



Obr. 6: Rozdělení kompozitů podle druhu matrice [15]

Podle druhu výztuže lze kompozity rozdělit podle následujícího diagramu:



Obr. 7: Rozdělení kompozitů podle druhu výztuže [16]

4.1 Kompozitní materiály v letectví ARALL, GLARE, CARALL, TIGR

Jako správná odpověď na potřebu materiálů odolnějších proti únavovému poškození se ukázaly vlákno-kovové lamináty: **ARALL** (ARamid ALuminium Laminate - vrstvené plechy z hliníkové slitiny vyztužené aramidovými vlákny), **GLARE** (GLass ALuminium REinforced laminate - vrstvené plechy z hliníkové slitiny vyztužené skelnými vlákny), **CARALL** (CARbon REinforced ALuminium Laminate - vrstvené plechy z hliníkové slitiny vyztužené uhlíkovými vlákny) a **TiGr** (Titanové plechy vyztužené uhlíkovými vlákny vázané epoxidovou pryskyřicí). Tabulka 2 zobrazuje přehled vlákno-kovových laminátů:

Tab. 2: Nejčastěji používané druhy vlákno-kovových laminátů [17]

Název materiálu	Použitý kov	Vlákno/polymer
ARALL	Al slitina 7075-T6	Aramid/Epoxy
GLARE	Al slitina 2024-T3	S2-Glass/Epoxy
	Al slitina 7475-T761	S2-Glass/Epoxy
CARALL	Al slitina 2024-T3	T300 Carbon/Epoxy
TiGr	Titan Ti-15-3	IM7 Carbon/Epoxy
- - -	Nerezová ocel AISI301	Strafil C-EP I-150/Epoxy

K používání kompozitních materiálů při konstrukci letadel se přistupovalo pomalu a nedůvěrou. V počátcích vývoje se předpokládalo, že materiál (kolem roku 1980 vyvíjený ARALL), je předurčen k tomu, aby způsobil budoucí havárie letadel.

Ve firmě Fokker kolovala následující interní zpráva[17]:

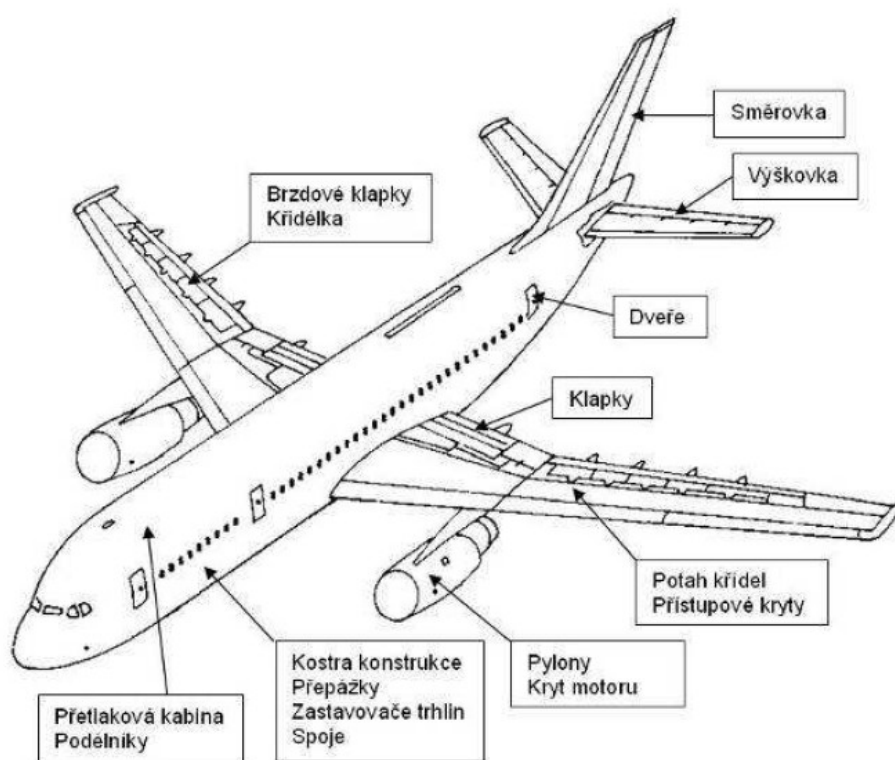
„Tento druh materiálu má velké předpoklady, nicméně 7XXX nebo 2XXX aramido-hliníkové kompozity držené dohromady epoxidovou pryskyřicí mají takový potenciál ke katastrofám, že není otázkou zda, ale pouze jak brzo selžou. Epoxid se láme, aramidové vlákno navlhá, hliníková slitina koroduje, vrstvy laminátu se oddělují a pevnost jednotlivých dílů se při zátěži ztrácí. ARALL ve stavu, jak je v současnosti navrhován, nestojí ani za zkoušením.“

Přesto právě firma Fokker ve spolupráci s Delft University of Technology postupně testoval a později zaváděl první prvky vlákno-kovových kompozitů do výroby letadlových částí.

Prvními testovanými díly byly ploché panely potahů křídel u F-27, kde ARALL s úspěchem nahrazoval původní panely z hliníkové slitiny.

Komerční užití přišlo v roce 1988, kdy byl ARALL použit u vojenského transportního letadla C-17. To mělo značné problémy s váhou zadní části a právě nahrazení původního materiálu velkých nákladových dveří (5,6 x 9,7 m) ARALlem vedlo na této části k úspoře 26 % hmotnosti.

V roce 1990 uspělo GLARE v Boeingu 777, kde se uplatnilo na podlahové plochy. Další použití už se rozvíjelo s určitými problémy (v Evropě jeden z hlavních propagátorů, firma Fokker zkrachovala). Nicméně potřeba lehčích a odolnějších materiálů se prosadila. GLARE se osvědčilo jako ideální materiál pro opravy poškozených povrchů letadel. Kompozitní materiály lze uplatnit například na civilním letounu Boeing 777 (Obr. 8):



Obr. 8: Výhodné aplikace kompozitních materiálů v konstrukci Boeingu 777[17]

Hlavní konstrukční materiál při stavbě letadel – hliníkové slitiny - jsou v současnosti nahrazovány kompozitními materiály.

Jako příklad tohoto trendu lze uvést Boeing 787 s podílem 50 % kompozitních konstrukčních materiálů nebo Airbus A350 s 53 % kompozitních materiálů.

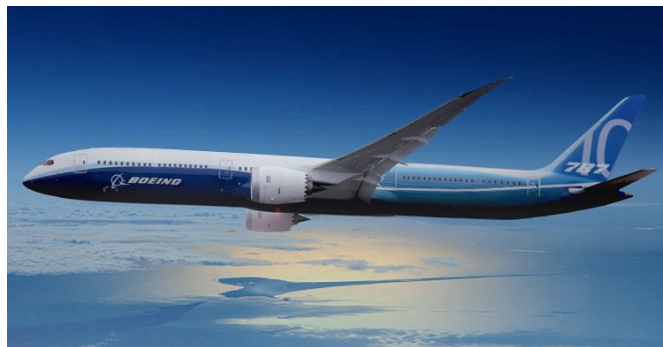
Předchůdci těchto letadel – Boeing 767 a Airbus 330 mají pouze kolem 10 % kompozitních materiálů. Vlastnosti těchto letadel porovnává následující tabulka 3. Na obrázku 9 (Airbus A350) a obrázku 10 (Boeing 787) jsou současní nejnovější konkurenti civilního letectví.

Tab. 3: Porovnání vlastností Boeing 787, Boeing 767, Airbus A350 a Airbus A330 v základních verzích[18]

Vlastnosti letadla	Boeing 787-8	Airbus A350	B 767-200	Airbus A330
Rok uvedení	2009	2014	1982	1994
Členů posádky	2	2	2	2
Max pasažérů	381	440	290	380
Cena (milion USD)	212	254	186	223
Max dolet naložený (km)	14 700	15 300	7 130	13 400
Rychlost cestovní (Mach)	0,85	0,85	0,80	0,82
Rychlost max. (Mach)	0,90	0,89	0,86	0,86
Max. start. hmotnost (t)	228	242	143	259
Délka (m)	56,7	60,5	48,5	58,8
Rozpětí křídel (m)	61	64,8	47,6	60,3
Plocha křídel (m ²)	325	443	283	362
Množství paliva (l)	126 210	129 000	63 000	139 090
Množství paliva (kg)	101 284	103 523	50 558	111 620
Spotřeba (l/tuno.km)	37,7	34,8	61,8	32,2
Počet motorů	2	2	2	2
Max. tah motorů 2x (kN)	280	351	282	311



Obr. 9: Airbus A350 [18]



Obr. 10: Boeing 787-10 Dreamliner [18]

Použití kompozitů se příznivě odrazilo ve snížené spotřebě paliva na tunokilometr přepraveného nákladu u Boeingu 787, u Airbusu 350 přes vyšší podíl kompozitních materiálů k úspoře paliva nedošlo, což lze přičíst sice silnějším, ale nepříliš úsporným motorům Rolls-Royce Trent XWB.

Jak již bylo zmíněno, při konstrukci Boeingu 787 Dreamliner bylo použito 50 % kompozitních materiálů. Pokud tuto hodnotu porovnáme s letadly předchozí generace, je zřejmé, že použití kompozitů jde na úkor hliníkových slitin, i když ty ještě zdaleka nemizí a drží s dvaceti procenty druhou příčku[18]. V tabulce 4 je vidět výrazný vzestup kompozitních materiálů v současných nejnovějších letadlech.

Tab. 4: Srovnání materiálů používaných v letadlech současné a předchozí generace [18]

Použité materiály	Standardní letadla	Boeing 787 Dreamliner
Kompozity	10 %	50 %
Hliníkové slitiny	75 %	20 %
Titan	5 %	15 %
Ocel	9 %	10 %
Různé	1 %	5 %



- - Laminát s uhlíkovými vlákny
- - Vláknokovový laminát s uhlíkovými vlákny
- - Ostatní kompozity
- - Hliníkové slitiny
- - Titan
- - Titan/ocel/hliníkové slitiny

Obr. 11: Rozložení použitých materiálů při konstrukci Boeing 787 Dreamliner [18]

Jak je z Obr. 11 zřejmé, hlavní oblasti použití kompozitních materiálů jsou následující:

- aerodynamické/proudnicové kryty;
- ovládací systémy pro řízení letu;
- podvozková dvířka;
- přední a zadní hrany panelů na křídlech a stabilizátorech;
- součásti interiéru;
- podlahové nosníky a podlahové desky;
- vertikální a horizontální stabilizace primární struktury;
- primární křídlo a struktura trupu;
- motor turbíny, lopatky ventilátorů

Každý Dreamliner obsahuje 32 000 kg vláknokovových kompozitů, převážně CARALL. Při použití těchto kompozitů je zřetelně vidět efekt nabalující se sněhové koule.

Pokud se podaří v návrhu jenom náhradou hliníkových slitin ušetřit 1000 kg celkové hmotnosti, dalších 700 kg se uspoří na podpurných konstrukcích, které nemusí nést takovou zátěž, motory mohou být menší, atd.[18]. Kompozitní materiály vynikají mimořádnou pevností a pružností, což je možné porovnat na křídlech Boeingu 787 Dreamliner při klidovém stavu a vysokém zatížení (Obr. 12 – 13):



Obr. 12: Křídla Boeingu 787 Dreamliner v klidovém stavu na zemi [18]



Obr. 13: Křídla Boeingu 787 Dreamliner při maximálním zatížení [18]

Při 150 % zatížení, kterým byla křídla podrobena na dobu 3 sekund se proti klidovému stavu vzdálila na koncích o 7,6 metru [18]. Je zřejmé, že běžné materiály na bázi hliníkových slitin by nebyly schopny při takovéto zátěži udržet celistvost. Kompozitní materiály v podobných podmínkách nejen bez problému obstojí, ale navíc díky své nižší hmotnosti pomáhají řešit problémy rostoucí velikosti letadel a jejich o to více rostoucí hmotnost. Pro představu budoucího vývoje konstrukce letadel je náhled obrázku 14:



Obr. 14: Letadlo budoucnosti v představách návrhářů [19]

Jedním z faktorů, které výrazně zpomalovaly nasazení kompozitů do konstrukce letadel, je jejich vyšší cena. Uvádí se, že uhlíkové vlákno je 8 až 10krát dražší, než skleněné vlákno [20].

ARALL byl vyvinut jako první vlákno-kovový laminát pro letectví a kosmonautiku již v roce 1978 v Nizozemí. Aramidová vlákna jsou orientována ve směru předpokládaného zatížení, aby maximálně zpevnila výsledný materiál. Použití ARALLu umožnilo u nahrazených částí letadla (potahy spodních částí křídel a záďových kormidel) ušetřit až 30% hmotnosti a výrazně prodloužit životnost letadel.

Nepříznivými vlastnostmi ARALLu byla skutečnost, že jej nebylo možné vyrábět s vlákny orientovanými ve více směrech a pro malou adhezní pevnost mezi vlákny a pryskyřicí nebylo možné dosáhnout více než 50 % objemu vláken v matrici. To působilo problémy v případě, že zatížení nebylo jednosměrné.

Při použití CARALL (CARE) se po problémech s aplikací aramidových vláken začaly hledat další možné náhrady. Kromě použití skelných vláken u GLARE, které bude podrobněji rozebráno v další kapitole, to byla uhlíková vlákna. Vzhledem k jejich vlastnostem se předpokládalo, že kompozit Al/uhlíkové vlákno/epoxid bude mít lepší pevnost a tuhost [19].

Jako očekávaná nevýhoda se potvrdila existence galvanického korozního článku na styku uhlíkového vlákna s hliníkem, což bylo zásadní vadou materiálu. V současnosti se

experimentuje s vhodnějšími druhy lepidel a v leteckém průmyslu se uhlíkový laminát začal využívat ve větší míře až v poslední době.

Lamináty využívající titanové (TiGr) nebo plechy z nerezové oceli (dosud nemají průmyslové označení) jsou slibným směrem vývoje vlákno-kovových kompozitů [20].

4.1.1 Vlastnosti materiálů GLARE

Vzhledem k poněkud nevýraznému výkonu materiálu ARALL, který se sice prosadil do omezeného počtu letadlových dílů, ale vzhledem k technologickým omezením se dále příliš nerozvíjel, začala v osmdesátých letech Delft University of Technology v Nizozemí vyvíjet materiál, který dokázal zjištěná omezení překonat. Dalším novým kompozitním materiálem se stal GLARE (GLass Aluminium REinforced laminate).

Tento materiál byl původně navržen jako alternativa hliníkových slitin používaných při konstrukci letadel. Už první výzkumy ukázaly, že GLARE převzalo dobré vlastnosti obou spojených materiálů (kovu a kompozitu) hlavně v pevnosti a v odolnosti proti únavovému poškození.

V roce 1980 byly pro tento materiál publikovány výsledky vývoje. Po letech výzkumů, vývoje a ověřování (zejména díky konzervativnímu postoji leteckého průmyslu) zaznamenal GLARE první výrazný komerční úspěch, když se ho Airbus rozhodl použít pro svůj A380 Jumbo Jet (do provozu byl A380 nasazen v roce 2007) [20].

Výzkumem se zjistilo, že optimální struktura GLARE sestává z vrstev hliníkové slitiny o síle 0,3mm nebo 0,4mm. Testovaly se dvě hliníkové slitiny. První s označením 7475, což je slitina s vysokou pevností ale problematickou únavovou odolností, a slitina 2024, s nižší pevností, ale skvělou únavovou odolností (Tab. 5):

Tab. 5: Složení a vlastnosti slitin pro výrobu GLARE (podle norem ASTM) [20]

Slitina	7475	2024
Al (% hm.)	88,5 – 91,5	90,7 – 94,7
Cr (% hm.)	0,18 – 0,25	Max 0,1
Cu (% hm.)	1,2 – 1,9	3,8 – 4,9
Zn (% hm.)	5,2 – 6,2	Max 0,25
Mg (% hm.)	1,9 – 2,6	1,2 – 1,8
Fe (% hm.)	Max 0,12	Max 0,5
Mn (% hm.)	Max 0,12	0,3 – 0,9
Si (% hm.)	Max 0,1	Max 0,5
Ti (% hm.)	Max 0,06	Max 0,15
Ostatní (% hm.)	Max 0,15	Max 0,15
Hustota (kg/m ³)	2,81	2,78
Teplota tavení (°C)	477 – 635	502 – 638
Tvrdost dle Brinella	140	120
Maximální pevnost (MPa)	531	469
Modul pružnosti (GPa)	71,7	73,1
Protažení při přetržení (%)	12	19

Dalším materiálem je skelné vlákno. Je to tvrdší a pevnější nespojitá složka než matrice, která má funkci výztuže a zpevňujícího plniva [21]. Pro GLARE bylo zvoleno takzvané S2 glass, původně vyvinuté pro vojenské použití. Má lepší vlastnosti, než borosilikátové E vlákno a výrazně lepší vlastnosti, než sodno-vápenaté A sklo, které je nejlevnější a běžně používané. Příklady skelných vláken jsou v tabulce 6:

Tab. 6: Vlastnosti skelných vláken pro typy skel A, E a S/S2 [20]

Druh skla	A Glass	E Glass	S a S2 Glass
SiO ₂ (%)	72	52-56	65
CaO (%)	10	16-25	0
Al ₂ O ₃	0,6	12-16	25
MgO	2,5	0-5	10
B ₂ O ₃	0	22	0
TiO ₂	0	0-1,5	0
Na ₂ O	14,2	0-2	0
Měrná hustota	2,50	2,52-2,61	2,49
Teplota měknutí (°C)	705	845	970
Pevnost (MPa)	2,4	3,4	4,6
Modul pružnosti (GPa)	67,6	72,4	87,4

Skelná vlákna se dodávají v prepregu (pre-impregnated material), buď jako jednosměrná (orientovaná ve směru dominantního zatížení) nebo křížově uspořádaná. Porovnání vláken pro dlouhoválnkové kompozity je v tabulce 7:

Tab. 7: Porovnání vlastností různých vláken používaných pro dlouhoválnkové kompozity[22]

	E _t	σ _{Pt}	ρ	σ _{Pt} /ρ	ε _{f, krit}
	GPa	MPa	10 ³ kgm ⁻³	MPa/ kgm ⁻³	%
Sklo - E	72,4	3500	2,54	1,38	2,5
Sklo – S	82,5	4600	2,48	1,85	2,5
Grafit – E	390	2100	1,9	1,1	0,7
Grafit – S	240	2500	1,9	1,3	0,7
Bor	385	2800	2,63	1,1	0,8
W	414	4200	19,3	0,22	
Aramid Kevlar 49	130	2800	1,5	1,87	2,5
Azbest	160	3100	2,56	1,21	1,9
SiC	250	2200	2,6	0,85	0,9
Polyethylen TE Spectra	172	3000	0,97	3,09	1,7
Ocel	210	340-2500	7,78	0,0440-0,321	

Pozn.: Kde E_t je modul pružnosti v tahu, σ_{Pt} je pevnost v tahu, ρ je hustota, σ_{Pt}/ρ je měrná pevnost a ε_{f, krit} je tažnost.

Posledním materiálem je epoxidová pryskyřice, původně od firmy 3M. O tomto materiálu se překvapivě velice málo píše a zjistit, jaký druh epoxidu se používá je poměrně obtížné.

Nicméně z bezpečnostních listů, popisů výroby a článků o degradaci kompozitů je zřejmé, že jde o klasický systém Bisfenol A (BPA) s Epichlorhydrinem (ECH), [23-25].

Vzhledem k tomu, že Bisfenol A je odbornou veřejností považovaný za nebezpečný jed – endokrinní disruptor (chemická látka schopná i při velmi nízké koncentraci narušit funkci hormonů v těle), je tato opatrnost se zveřejněním složení epoxidové pryskyřice od výrobců vlákno-kovových kompozitů pochopitelná[26].

4.1.2 Postup výroby GLARE dílů

Vlastní výroba a spojování jednotlivých vrstev materiálů je poměrně komplikovaný proces[27].

Prvotní je příprava povrchu duralových plechů. Cílem je získat povrch bez nečistot, smáčitelný epoxidovou pryskyřicí, podle potřeby mikroskopicky nebo makroskopicky zdrsňený a mechanicky a hydrolyticky stabilní.

Tato příprava sestává z několika kroků:

1. Omývání alkalickými rozpouštědly kvůli odstranění mechanických nečistot.
2. Působení kyselin nebo zásad na odleptání oslabených míst z nehomogenní oxidace vzniklé tepelným působením během výroby.
3. Chemické nebo elektrochemické ošetření povrchu na zvýšení adheze vůči epoxidové pryskyřici.

Následující krok je spojení duralového plechu s takzvaným prepregem (pre-impregnated material), což je již hotová tkanina ze skelných nebo jiných vláken (v případě výroby CARALLu a dalších materiálů), spojená epoxidovou pryskyřicí. Příprava prepregu je časově, materiálově i manuálně náročná, a proto se tento materiál obvykle kupuje již hotový od subdodavatelů. Dodává se ve vakuovém balení, často již nastříhaný na požadovanou velikost a pouze se tvarově upravuje před spojením s kovem.

Jednotlivé vrstvy se po složení slisují, aby došlo k dokonalému výslednému spojení.

Sestavené vrstvy (obvykle od dvou do šesti kovových vrstev a od jedné do pěti vrstev prepregu podle požadovaných vlastností výrobku) se vytvrzují v autoklávech vysokého tlaku a teploty až 150 °C [27].

Po sestavení kompozitního dílu je potřeba jeho povrch ošetřit nátěrem, aby neprobíhala na styku se vzduchem a světlem fotooxidace a materiál nedegradoval. Na obrázku 15 je vidět kompozit složený z tří vrstev duralového plechu a dvou vrstev výztuže (prepregu).



Obr. 15: Složení vlákno-kovového laminátu z vrstev kovu a prepregu

Důležitou částí životního cyklu GLARE je i jeho recyklace. Pokud by GLARE bylo extrémně odolné, jeho recyklace by byla obtížná, ne-li nemožná. Vzhledem k jeho ceně (obsahuje 67 hmotnostních % hliníkové slitiny) je otázka recyklace rozhodně zajímavá.

Při recyklaci se používá tepelný rozklad při 450 °C, který umožní oddělení jednotlivých vrstev hliníkové slitiny od skelných vláken. Oddělený kov se čistí tavením. Protože v tavenině je obvykle přítomné nadměrné množství křemíku z vláken, promíchává se s taveninou z běžných dílů z odpovídající slitiny a obsah křemíku se tak udržuje v požadované výši [28].

4.2 Mechanismy porušení

4.2.1 Vláknové kompozity

Při zátěži aplikované na dlouhovláknové kompozitní materiály dochází k narušení dříve, než se objeví jakékoliv viditelné známky na jejich povrchu [29].

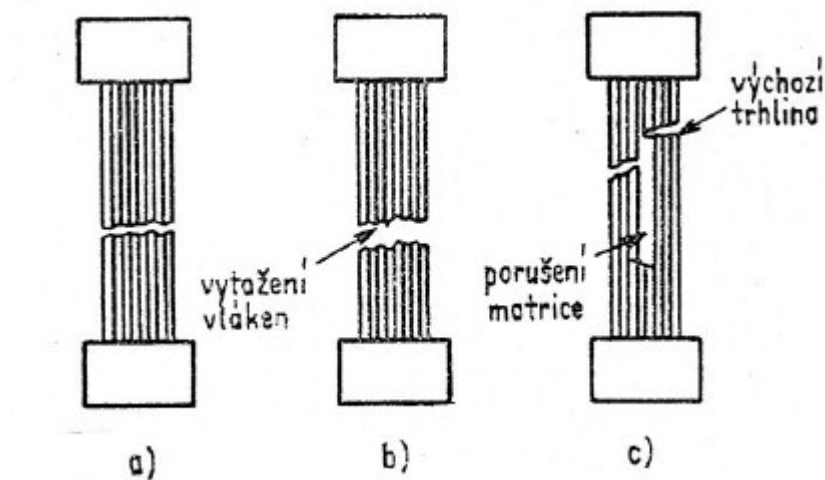
Skrytě v objemu kompozitu dochází k:

- oddělování vláken od matrice;
- přetržení vláken;

- vznik mikrotrhlin v matrici;
- delaminaci, což je oddělování jednotlivých vrstev v sendvičových kompozitech

Vlastní mechanizmy porušení záleží hlavně na způsobu namáhání. Typické způsoby namáhání jsou následující: **Při podélném tahovém namáhání** existují tři základní typy porušení v závislosti na materiálu kompozitu a technologii výroby (obr. 16):

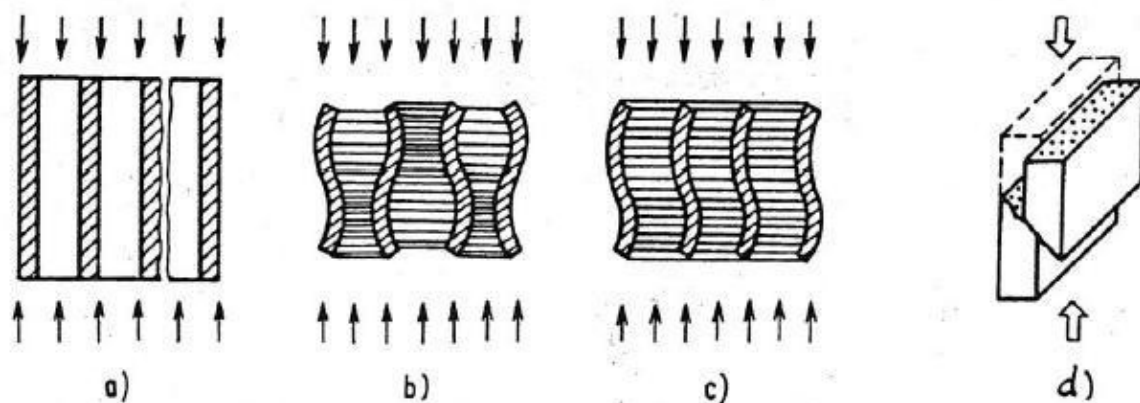
- křehké porušení;
- křehké porušení s vytažením vláken;
- křehké porušení s oddělením složek nebo poškozením matrice.



Obr. 16: Typy porušení při podélném tahovém namáhání [29]

Při podélném tlakovém namáhání jsou čtyři základní mechanizmy porušení v závislosti na materiálu kompozitu a technologii výroby (obr. 17):

- příčné tahové porušení;
- prohnutí vláken s extenzní deformací;
- prohnutí vláken se smykovou deformací;
- smykové porušení.



Obr. 17: Typy porušení při podélném tlakovém namáhání [29]

Při **příčném tahovém namáhání** je příčinou porušení zvyšování napětí v mezifázovém rozhraní mezi vláknem a matricí nebo v samotné matrici. Pokud jsou vlákna málo pevná, můžou se také příčně štěpit.

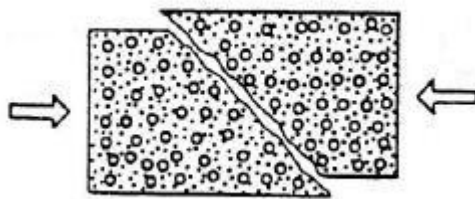
Rozlišují se tři základní mechanismy porušení v závislosti na materiálu kompozitu a technologii výroby (obr. 18):

- porušení matrice tahovým napětím;
- oddělení složek na mezifázovém rozhraní;
- štěpení vláken.



Obr. 18: Porušení při příčném tahovém namáhání [29]

U **příčného tlakové namáhání** dochází ke smykovému porušování matrice, při kterém se oddělují jednotlivé složky nebo se mohou i drtit vlákna. Lomová rovina svírá se směrem vnějšího zatížení 45° , což odpovídá rovině maximálního smykového napětí, znázorněného na obrázku 19:



Obr. 19: Porušení při příčném tlakovém namáhání [29]

4.2.2 Sendvičové vláknové kompozity







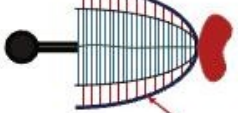
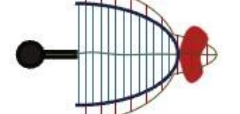
Výše zmíněné typy porušení jsou maximálním zjednodušením, v případě sendvičových struktur se uplatňuje zejména delaminace různého stupně a růst trhlin.

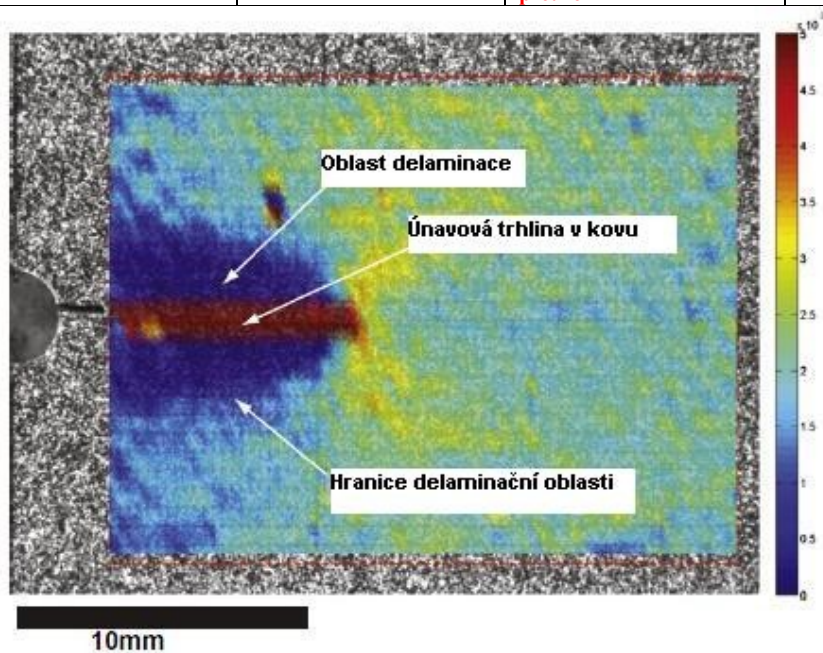
Zatímco u kovů je únavové poškození soustředěno do jedné únavové trhliny, která je orientovaná přibližně kolmo na směr cyklického namáhání, u kompozitů vznikají nejdříve lokální mikrotrhliny v matrici nebo na rozhraní matrice a výztuže (delaminace). Následuje přetržení vláken, čímž se přeruší kontakt mezi matricí a výztuhou. Směr šíření trhlin se mění z kolmého směru k vláknům na šíření podél vláken. Procesy neprobíhají na jednom místě, ale difúzně se šíří v celém objemu kompozitu. Hlavní rozdíl při propagaci trhliny mezi kompozitem a kovem je, že trhlina v kovu se šíří se zvyšující se rychlostí, zatímco u kompozitu se šíření zpomaluje [30].

Následující diagram (Tab. 8) ukazuje schéma chování trhliny a delaminace ve vzorku podrobeném periodické zátěži simulující únavu materiálu s následným impulzem simulujícím nárazové přetížení. Při nárazovém přetížení vznikne plastická zóna, která zastaví šíření trhliny v místě, kde byla v okamžiku přetížení a delaminace a nová trhlina roste opět z tohoto místa.

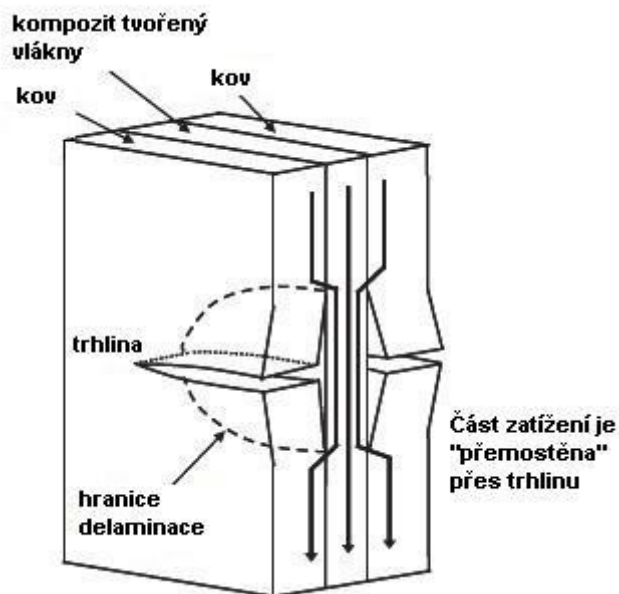
Růst trhliny a delaminace ve stavu před přetížením lze pozorovat na metalografickém vzorku (obr. 20) a prostorové zobrazení obrázku 20 je na obrázku 21.

Tab. 8: Šíření trhliny při nárazovém přetížení v průběhu růstu únavové trhliny [30]

	(a) Před přetížením	(b) Během přetížení	(c) Po přetížení	(d) Po přetížení
Růst trhliny				
Delaminace				



Obr. 20: Nárůst trhliny a delaminace při stavu před přetížením a) z předchozí tabulky [30]



Obr. 21: Prostorové znázornění růstu trhliny a delaminace odpovídající stavu před přetížením a) z předchozí tabulky[30]

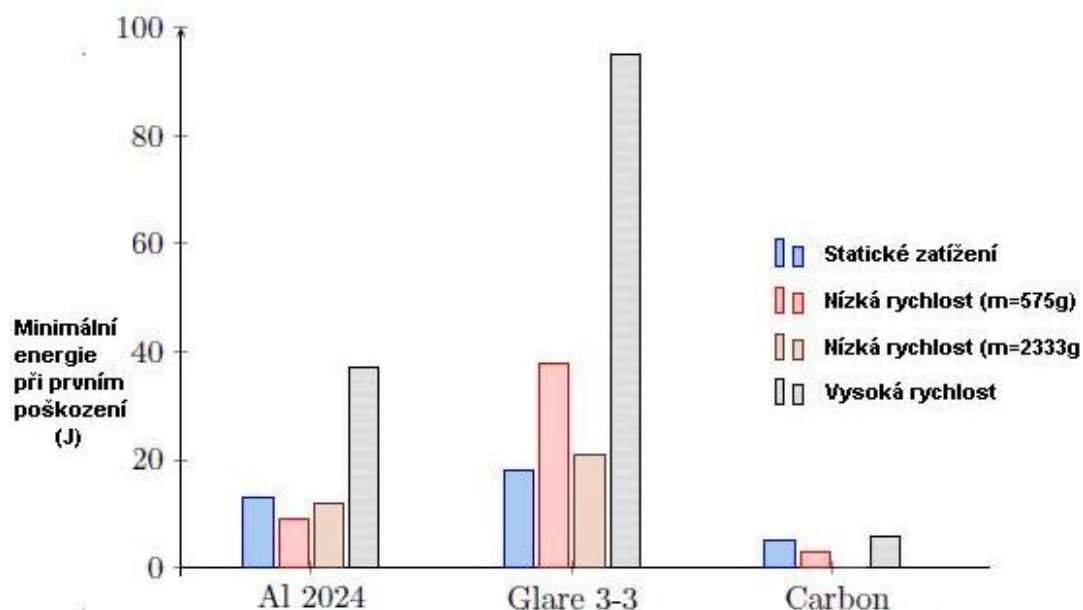
4.3 Nárazové namáhání sendvičových kompozitů

Důležitým údajem při konstrukci tenkostěnných struktur za pomoci sendvičových kompozitů jako je GLARE a CARRAL je jejich náchylnost k poškození nízko a vysoko rychlostním nárazem (úlomky na pojezdové dráze, krupobití, upuštěné nářadí při údržbě, náraz ptáka). U GLARE je poškození vidět mnohem snáze, než u křehčí laminátové struktury, protože plastická deformace je na lesklém hliníkovém povrchu snadno rozeznatelná. Také opravy pomocí hliníkové náplasti je jednoduchá, protože nedochází k pevnostní nekompatibilitě [31].

Na grafu (obr. 4.10) je vidět, při jakých minimálních energiích dochází k prvnímu porušení povrchu pro hliníkovou desku, GLARE a laminát z uhlíkových vláken stejné tloušťky.

GLARE je při nárazovém testu výrazně odolnější – proti plátu hliníkové slitiny až 3x, zatímco laminát z křehkých uhlíkových vláken se poškodí už při malém nárazu – 10 až 20x slabším, než který poškodí GLARE.

Navíc se laminát z uhlíkových vláken jen obtížně a draze opravuje a i jeho kontrola je složitá a nákladná. Porovnání nárazových vlastností slitiny hliníku, GLARE a uhlíkového laminátu je na obrázku 22:



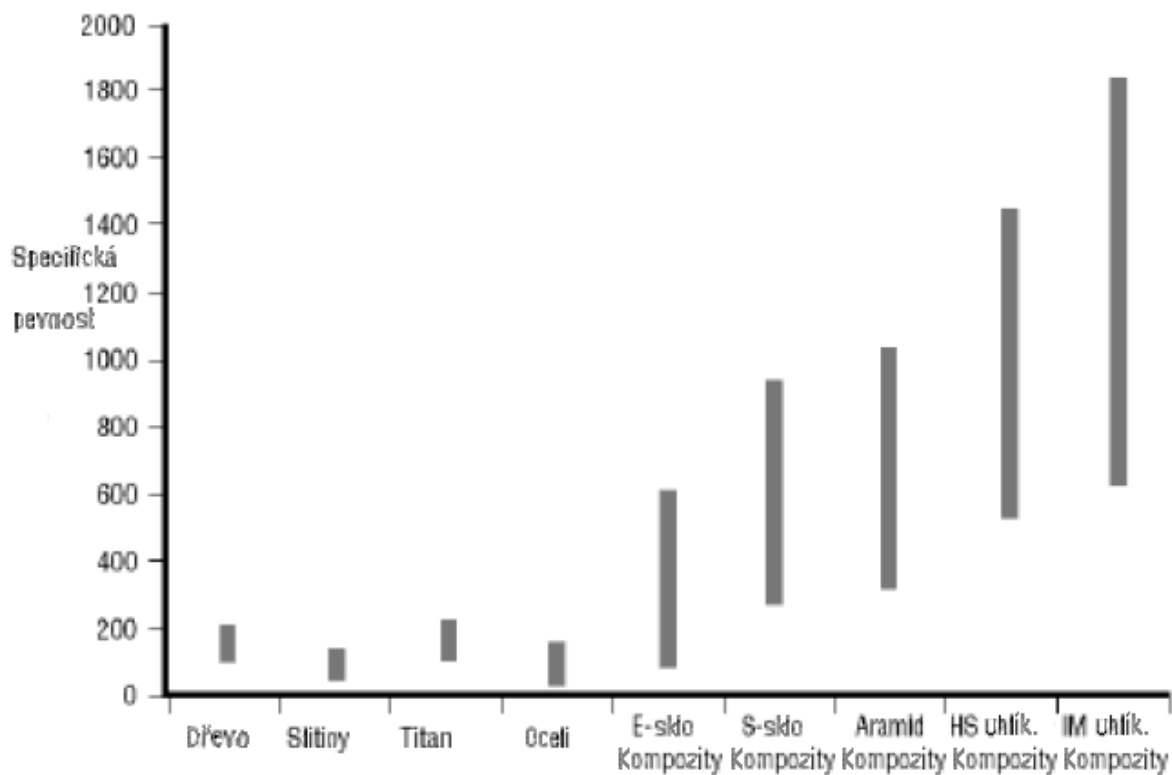
Obr. 22: Porovnání nárazových vlastností GLARE, uhlíkového laminátu a hliníkové slitiny při statické zátěži a při nárazu nízkou a vysokou rychlostí [31]

5. Porovnání vlastností konstrukčních materiálů

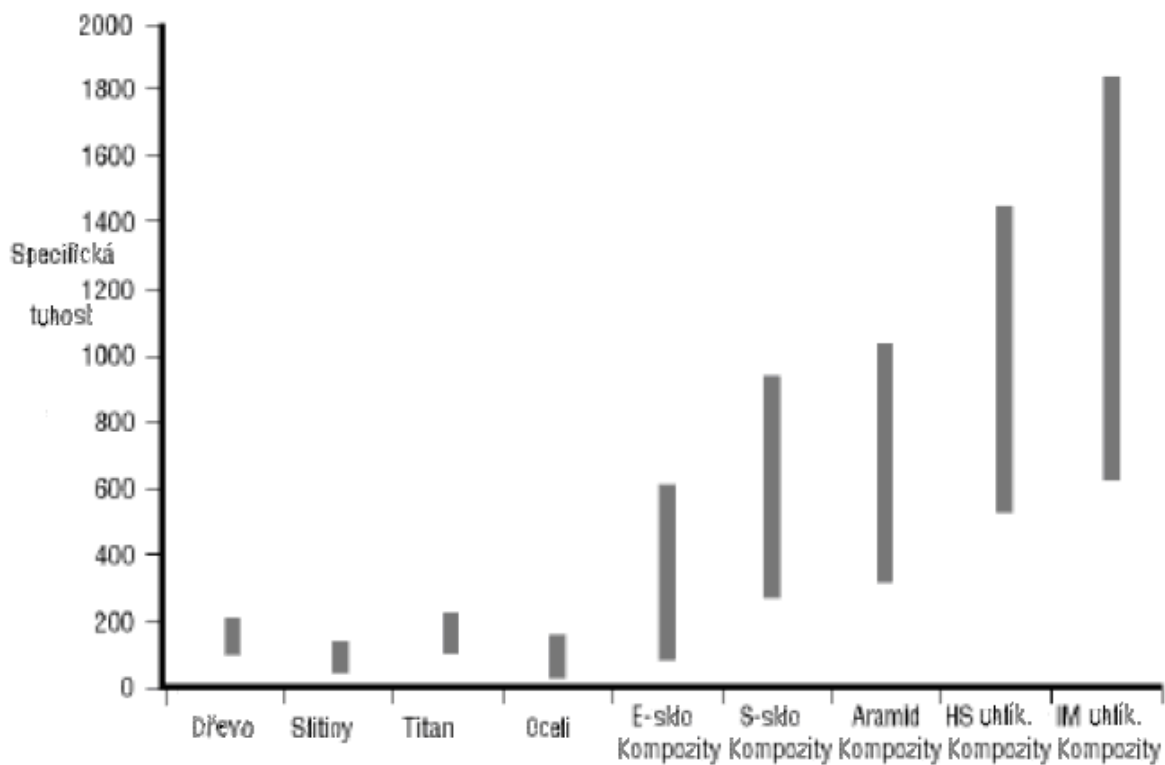
Vývoj materiálů používaných od prvních let letectví lze dobře dokumentovat podle specifické pevnosti a specifického modulu v následujících grafech (Obr. 23 - 24) [32]. Porovnání vybraných konstrukčních materiálů v letectví podle mechanických vlastností zobrazuje tabulka 9.

Pro uhlíkové i aramidové vlákno jsou k dispozici výrobky, které se odlišují svým modulem (tuhostí). Běžně se jednotlivé druhy dělí na:

- s vysokou pevností (high strength – HS)
- se střední tuhostí (intermediate modulus – IM)
- s vysokou tuhostí (high modulus – HM)
- s velmi vysokou tuhostí (ultra high modulus – UHM)
- s nízkou tuhostí (low modulus – LM)



Obr. 23: Hodnoty specifické pevnosti pro vybrané materiály [32]



Obr. 24: Hodnoty specifické tuhosti (modulu) pro vybrané materiály [32]

Tab. 9: Pevnosti, moduly, specifické moduly a měrné hustoty pro diskutované materiály [32]

Druh materiálu	Pevnost (MPa)	Modul (GPa)	Typická měrná hustota (g/cm ³)	Specifický modul (GPa)
Uhlík, vl. HS	3500	160 – 270	1,8	90 – 150
Uhlík, vl. IM	5300	270 – 325	1,8	150 – 180
Uhlík, vl. HM	3500	325 – 440	1,8	180 – 240
Uhlík, vl. UHM	2000	440+	2,0	200-
Aramid, vl. LM	3600	60	1,45	40
Aramid, vl. HM	3100	120	1,45	80
Aramid, vl. UHM	3400	180	1,47	120
Skelná vl. – E	2400	69	2,5	27
Skelná vl. - S2	3450	89	2,5	34
Skelná vl. - křemen	3700	69	2,2	31
Hliník, sl. – 7020	400	1069	2,7	26
Titan	950	110	4,5	24
Běžná ocel - typ 55	450	205	7,8	26
Nerez ocel – A5-80	800	196	7,8	25
HS ocel – 17/4 H900	1241	197	7,8	25

Na základě porovnání hodnot v tabulkách lze konstatovat, že se pevnost konstrukčních materiálů v letectví zvýšila na desetinásobek hodnot, za současného snížení měrné hustoty a zvýšení tuhosti (modulu).

6. Závěr

Pokud chceme odhadnout, jak se budou vyvíjet materiály, používané při konstrukci letadel, lze pro krátkodobou předpověď pouze lineárně aproximovat současný stav. Vylepšení prepregů povede ke schválení dalších kompozitů na bázi CARALL a TiGr, dosáhne se optimalizace používaných slitin a kovů, včetně exotičtějších kovů jako je niob a slitiny titanu. Reálné se zdá být dosažení zatím jinak nedosažitelných vlastností pomocí nanomateriálů. Schválením nových materiálů a masovější výrobou dojde ke zlevnění materiálů, používáním těchto materiálů dojde ke zvýšení ekonomiky a bezpečnosti leteckého provozu.

V dlouhodobém horizontu není lineární aproximace možná. Zde zřejmě nastoupí materiály, které dosud neznáme a těžko si je dokážeme vůbec představit, i když možná začínají vznikat ve vojenských laboratořích nebo je popisuje sci-fi literatura.

Můžeme tedy spekulovat o vývoji metamateriálů (materiály, které nemají v přírodě obdobu) s vlastnostmi přesně nastavenými podle místa použití, materiálů s tvarovou pamětí, průhledných kovových skel, samoupravujících se dílů, inteligentních součástek propojených přímo s počítačem letadla a indikujícím změny ve svém okolí v dostatečném předstihu před možným problémem. Zajímavou myšlenkou jsou i samo organizující se systémy složené z mnoha malých částic, které navzájem spolupracují podle toho, jakého cíle má být dosaženo.

Rozhodně bude budoucnost velice zajímavá a vyplatí se rozvoj nových materiálů pro letectví sledovat, protože se dříve nebo později uplatní i v našem každodenním životě.

Předložená bakalářská práce shrnula poznatky o konstrukčních materiálech v letectví s důrazem na ty nejmodernější kompozitní materiály: ARALL, GLARE, CARALL. Po stručném zhodnocení požadavků letecké dopravy je zpracován vývoj konstrukčních materiálů letadel od úplného počátku až po současnost. Konstrukční materiály byly stručně porovnány z hlediska vlastností a z hlediska použití v současných letadlech.

Jako zástupce kompozitních materiálů byl podrobně popsán GLARE, a to z hlediska výroby, použití a vlastností.

Na příkladu nejmodernějšího provozovaného dopravního letadla současnosti, Boeingu 787 Dreamliner, byly diskutovány materiály použité při jeho konstrukci a byl porovnán se svou nejbližší konkurencí Airbusem A350.

7. Seznam použité literatury

- [1] LEVORA, I. Dezinformace o energetické náročnosti jednotlivých druhů dopravy [online]. 2010, [cit. 2014-02-10]. Dostupné na internetu: <http://www.dezinformace.blog.cz/1010/dezinformace-o-energeticke-narocnosti-jednotlivych-druhu-dopravy-1-cast>.
- [2] ČEZ: Encyklopedie energetiky. Spotřeba energie [online]. 2014, [cit. 2014-02-11]. Dostupné na internetu: http://www.cez.cz/edee/content/file/static/encyklopedie/encyklopedie-energetiky/01/spotren_7.ht.
- [3] Wikipedia, The Free Encyclopedia. Wright brothers [online]. 2014, [cit. 2014-02-18]. Dostupné na internetu: http://en.wikipedia.org/wiki/Wright_brothers.
- [4] 1903 Wright Flyer 1. The Flyer 1 specification [online]. 2010, [cit. 2014-02-18]. Dostupné na internetu: http://www.wright-brothers.org/Information_Desk/Just_the_Facts/Airplanes/Flyer_I.htm#top.
- [5] Wikipedia, The Free Encyclopedia. Junkers J 2 [online]. 2014, [cit. 2014-02-18]. Dostupné na internetu: http://en.wikipedia.org/wiki/Junkers_J_2.
- [6] Aircraft Materials. Aluminium Alloys [online]. 2013, [cit. 2014-02-19]. Dostupné na internetu: <http://www.aircraftmaterials.com/data/aluminium/7075.html>.
- [7] Wikipedia, The Free Encyclopedia. Machovo číslo [online]. 2014, [cit. 2014-02-19]. Dostupné na internetu: http://cs.wikipedia.org/wiki/Machovo_číslo.
- [8] PRECZEK, J. Nové slitiny hliníku v konstrukci letadel, VUT Brno, Bakalářská práce, 2008. 46 s.
- [9] HAKL, J., VLASÁK, T. Žárupevné vlastnosti vybraných superslitin na bázi Ni. METAL 2005. 10s. Dostupné na internetu: http://www.metal2014.com/files/proceedings/metal_05/papers/178.pdf.
- [10] Wikipedia, The Free Encyclopedia. Waltrovka [online]. 2014, [cit. 2014-02-20]. Dostupné na internetu: <http://cs.wikipedia.org/wiki/Waltrovka>.
- [11] Honeywell, Honeywell v ČR. [online]. 2014, [cit. 2014-02-20]. Dostupné na internetu: <http://honeywell.jobs.cz/prace-v-honeywellu/honeywell-v-cr/cz/?brand=g2&exportRCM=82037103&trackingBrand=www.google.cz&rps=186&ep=1>.
- [12] WILLIAMS, J. C., STARKE E. A. JR. Progress in structural materials for aerospace systems. Nakladatelství Pergamon USA, 2003. 25 s.
- [13] LEJČEK L. Tepelná ochrana kosmických lodí při letu atmosférou - Letectví a kosmonautika 54, č. 16., 1978. 624 s.

- [14] WRÁNOVÁ, M., HUDEC, J., TALANDA, T., HAVEL, M. Únavové poruchy letadel – řádkovací elektronová mikroskopie, Fyzikální týden - sborník příspěvků, 2009. 3 strany
- [15] KRATOCHVÍL, B., ŠVORČÍK, V., VOJTĚCH, D. Úvod do studia materiálů, skripta VŠCHT, 2005. 191 s.
- [16] YANGA, Y., BOOMA, R., IRION, B., VAN HEERDENB, D., KUIPERC, P., DE WIT, H. – Recycling of composite materials, Chemical Ingeneering and Processing 51, 2012. s. 53-68.
- [17] VLOD, A. Glare – History of the development of a new aircraft material. Kluwer academic publishers. 2001. 65 s. ISBN 0-306-48398-X
- [18] Wikipedia, The Free Encyclopedia. Boeing 767, Boeing 787, Airbus A380, Airbus A330 [online]. 2014, [cit. 2014-02-24]. Dostupné na internetu: <http://en.wikipedia.org/wiki/Boeing_787_Dreamliner>., <http://en.wikipedia.org/wiki/Airbus_A380>., <http://en.wikipedia.org/wiki/Boeing_767>., a <http://en.wikipedia.org/wiki/Airbus_A330>.
- [19] Letadla blízke budoucnosti podle NASA [online]. 2011, [cit. 2014-02-27]. Dostupné na internetu: <<http://www.caxmix.cz/2011/01/20/ledadla-blizke-budoucnosti-podle-nasa>>.
- [20] DOUGLAS, S. C., WOOD, L. A. Composite Materiále for Aerospace Structures, Department of Mechanical and Industrial Engineering, Montana State University, přednáška [online]. 2010, [2014-02-21]. Dostupné na internetu: <http://www.coe.montana.edu/me/faculty/cairns/Introduction%20to%20Aerospace-Web/Composites_Intro_to_Aerospace.pdf>.
- [21] SOJKA, J., VÁŇOVÁ, P. Základy progresivních konstrukčních materiálů, VŠB TU Ostrava, Studijní opora, 192 s.
- [22] VRBKA J. Mechanika kompozitů, Fakulta strojního inženýrství VUT v Brně, 2008. 94 s.
- [23] MSDS – AROVEX – Nanotube Enhanced Epoxy Resin Carbon Fiber Prepreg. 2009, [cit. 2014-02-23]. Dostupné na internetu: <<http://web.archive.org/web/20121016170251/http://www.zyvextech.com/www/dcms/files/data-sheets/arovex-msds.pdf>>.
- [24] REICHWEIN, G. W., LANGEMEIER, P., HASS, T., SCHENDZIELORZ, M. Light, Strong and Economical – Epoxy Fiber-Reinforced Structures for Automotive Mass Production, Sborník Society of Plastic Engineers, Automotive Composite Konfernce. 2010, [cit. 2014-02-25]. Dostupné na internetu: <http://www.speautomotive.com/SPEA_CD/SPEA2010/pdf/TS/TS8.pdf>.

- [25] KIMBERLY, A. At all Mechanism of the pyrolysis of phenolic resin in a carbon-phenolic composite, Sborník: Carbon, Volume 33, 1995. 33. s.
- [26] HOWDESHELL, K. L., HOTCHKISS, A. K., THAYER A. K., VANDENBERGH, J. G., SAAL, F. S. Enviromental toxins: Exposure to bisphenol A advances puberty. Sborník: Nature, 1999. s. 763-764.
- [27] ARDAKANI, M. A., KHATIBI, A. A., GHAZAVI, S. A. University of Tehran: A study on the manufacturing of Glass-Fiber-Reinforced Aluminum Laminates and the effect of interfacial adhesive bonding on the impact behavior, 2008. SEM XI International Congress & Exposition on Experimental & Applied Mechanics – experimental Mechanics Applied to Damane: Detection, Analysis, and Mitigation, 2008. 9 s.
- [28] ZHU, G. Recycling of Glass Fibre Reinforced Aluminium Laminates and Silicon Removal from Aerospace Al Alloy: Disertační práce, Delft University of Technology, 2008. 160 s.
- [29] VRBKA, J. Mechanika kompozitů, Fakulta strojního inženýrství VUT v Brně, 2008. 4 s.
- [30] CHAI, G. B., MANIKANDAN, P. Low velocity impact response of fibre-metal laminates – A review, Composite Structures 107, 2014. s. 363-381.
- [31] GALAL, M. Modelling damage and fracture of fibre metal laminates subject to blast loading, University of Sheffield, 2012. 222 s.
- [32] MICHALIČKA, J. Lomová houževnatost kompozitu s Al-matricí a uhlíkovými vlákny, VUT Brno, Diplomová práce, 2008. 110 s.